

航空发动机故障融合诊断研究

陈曦, 廖明夫, 王俨凯

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)



陈曦(1991),女,在读博士研究生,研究方向为航空发动机转子动力学、振动测试、状态监测与故障诊断技术。

收稿日期:2013-01-15

摘要:结合气路诊断与振动分析方法,建立发动机故障融合诊断模型,探讨气路与振动故障融合诊断方法的可行性。构建故障融合诊断3级体系(故障特征级、故障模式级以及故障决策级融合),实现基于性能参数和振动参数的综合评估方法,获得基于小偏差法的气路故障判据,形成基于动力学分析的振动故障判据,提出故障特征融合的方法,通过算法实现故障融合识别,并在模拟试验器上进行涡轮叶片掉块故障试验验证,获得相应的故障诊断决策。结果表明:设计的发动机故障融合诊断方法合理,算法正确。

关键词:航空发动机;气路故障;振动故障;融合诊断模型;融合识别

Investigation of Aeroengine Fault Fusion Diagnosis

CHEN Xi, LIAO Ming-fu, WANG Yan-kai

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to study aeroengine fault diagnosis with information fusion, a health integrated assessment model of aircraft engine based on performance parameters and vibration parameters was established. A three-level system of fault fusion diagnosis was built, including the feature level, mode level and the decision level. A gas path failure criterion based on small deviation method was gained and a vibration failure criterion based on dynamics analysis was formed. A fault fusion diagnosis method was put forward, and a goal of fault fusion recognition through algorithm was achieved. An experiment of turbine blade fracture failure on the rotor experimental device was conducted, and a fault diagnostic decision can be attained. The experiment results indicate that the aeroengine fault fusion diagnosis method is reasonable and the algorithm is correct.

Key words: aeroengine; gas path fault; vibration fault; fusion diagnosis model; fusion recognition

0 引言

在航空发动机的故障诊断领域,近年来的1个研究方向是信息融合,融合技术一般应用于3个层面^[1],包括数据、特征以及决策层面^[1]。目前,常见的状态监测与故障诊断手段^[2]分为3大类:气路分析,机械状态监测以及无损探测类;而研究融合方法多集中于特征层面和决策层面的融合,其中决策层面融合^[3]较为成熟。而特征层面的融合方法近几年兴起,其研究多集中于人工智能(神经网络、人工智能等)和专家系统,还存在着不少的问题有待解决。其中有些方法在可实现性上存在问题。Vloponi等人^[4]提出了针对PW公司F117发动机设计的故障诊断和健康管理的信息融合系统。该信息融合系统通过对不同性质的数据(如气路测量、振动信号以及油液磨屑等)进行融合。

但是进一步研究后,发现这个融合诊断系统^[5]在具体的应用中只涉及气路参数,并没有真正将振动、油液等不同性质的数据互相融合,而且由于一些数据问题是无法彻底实现的。其中有些方法在有效性上存在问题。Xiao等人^[6]提出融合气路参数数据与非参数数据。数据预处理后输入至3种不同的诊断模型(随机森林法,广义回归神经网络以及逻辑回归法)之中,作出诊断决策。但结果表明,使用融合数据的诊断结果准确度并没有比单独使用参数数据有较大幅度的提高,效果不明显。还有些方法仅仅针对特定的故障进行诊断,缺乏一定的通用性。Turso和Litt^[7]提出利用卡尔曼滤波获得的发动机气路性能变化信息,以及通过小波分析提取的轴承加速计振动信号特征,将这两种信息组合在一起,以明确识别外来物损伤事件这一特定故障,最后基于Dempster-Shafer-Yager证据理论,获得

故障诊断决策。而 Kyriazis 等人^[9]提出 1 种以非线性气路分析为主,振动信息为辅的故障诊断方法。该方法能在一定程度上提高故障诊断可信度,但是不足之处在于非线性气路分析是核心部分,而由振动测量趋势提供的信息则起辅助作用,仅用于缩小未知健康参数的范围。

基于上述方法存在的不足之处,本文提出 1 种新的方法和思路,以在一定程度上解决有效性以及通用性问题。建立故障融合诊断的 3 级体系(故障特征级、故障模式级以及故障决策级融合),实现基于性能和振动参数的融合诊断方法,其中特征级提出气路与振动故障的特征,模式级获得气路故障判据和振动故障判据,决策级实现故障融合识别,获得可能的故障诊断决策。

1 故障融合诊断体系

本文设计的故障融合诊断体系如图 1 所示。

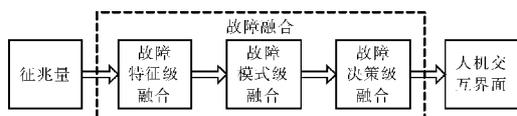


图 1 故障融合诊断过程

(1)征兆量:采集来自多个不同传感器的测量参数(征兆量)的数据。

(2)故障融合:故障融合级别划分为 3 级,依次为特征级、模式级和决策级。

(3)人机交互界面:借鉴趋势图、频谱图、指纹图等图形表达方法,图文并茂地显示诊断过程、诊断结果以及维修方案。

2 故障特征级融合

根据工程经验,从时域波形、频谱、相位、进动、轴心轨迹以及振动方向等特征对典型振动故障进行归纳汇总。典型振动故障^[9]包括不平衡、不对中、转子弯曲、转子热套配合过盈不足、动静件径向摩擦、动静件轴向摩擦、支承部件松动、转轴裂纹、旋转失速、喘振。

查阅相关资料,从推力(功率)、耗油率、排气温度、增压比、落压比、流量等特征对典型气路故障进行归纳总结。典型气路故障模式包括压气机效率下降,相似空气流量下降,涡轮效率下降,第 1 级涡轮导向器临界截面面积增大,第 1 级涡轮导向器临界截面面

积减小,尾喷管出口面积增大,尾喷管出口面积减小。

通过归纳总结典型振动故障,能将振动故障模式与振动故障特征联系起来;再通过归纳总结气路故障模式,能将气路故障模式与振动故障特征联系起来。然后在模式级融合以及决策融合中,将气路、振动的故障模式与按部件级分类的故障原因联系起来,如此便形成了 3 级体系的 2 层关系。

为了对故障进行定位诊断,必须将故障细化至发动机部件上,即由故障特征推断出实际的部件故障原因。而故障模式既反映了故障特征,又便于说明按部件级划分的故障原因的主要表现。因此,故障模式是故障特征与故障原因的联系桥梁。

故障特征级融合是定性分析,是实现定量分析的前提与依据。为了定量分析,必须实现故障模式级融合与决策级融合,从而建立航空发动机故障融合诊断模型。

3 故障模式级融合

3.1 基于动力学分析的振动故障判据

振动特征属于高频响应量,且变化幅度较大,因此,采用动力学特征分析方法来提取特征量。但与常见特征提取方式不同的是,提取振动特征量的变化量,用于获取振动的趋势特征。由工程实践经验,建立起振动测量参数与典型振动故障模式之间的联系。振动故障判据主要根据试验测试所得的经验结果,通过专家打分法对各种故障模式出现的主要频率进行百分比的打分。当某个频率所占比例越大,百分比越高,则该频率越能代表此故障模式的特征。

基于动力学分析的振动故障判据由振动方程组获得。振动方程组可以表述成

$$\delta Y_1 = C_1 \delta X_1 \quad (1)$$

式中: δY_1 为振动特征量(振动幅值的相对变化量); δX_1 为振动故障模式; C_1 为 4×10 维的振动故障系数矩阵,并且 C_1 是从工程实践经验中获得。

δY_1 的各分量代表低次谐波、1 倍频、2 倍频、高次谐波的相对变化量。 δX_1 的各分量代表不平衡、不对中、转子弯曲、转静件径向摩擦、转静件轴向摩擦、转子热套配合过盈不足、转子支承部件松动、转轴裂纹、旋转失速、喘振等振动故障模式。

δY_1 的分量可以表示为

$$\delta y_i = \sqrt{\frac{\frac{2}{y_{si}} \frac{y_{mi} - y_{si}}{2}}{y_{si}}}, (i=1 \sim 4) \quad (2)$$

式中:下标 m 为测量值, s 为标准值。

将式(1)进行等效变换,即

$$\delta X_1 = C_1^{-1} \delta Y_1 \quad (3)$$

其中,

$$C_1^{-1} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0.45 & 0.30 & 0.45 & 0.40 & 0 & 0.85 & 0.95 \\ 0.90 & 0.35 & 0.90 & 0.20 & 0.40 & 0.55 & 0.40 & 0.45 & 0.05 & 0.05 \\ 0.05 & 0.55 & 0.05 & 0.15 & 0.10 & 0 & 0.10 & 0.35 & 0.05 & 0 \\ 0.05 & 0.10 & 0.05 & 0.20 & 0.20 & 0 & 0.10 & 0.20 & 0.05 & 0 \end{bmatrix}$$

通过振动故障方程 $\delta X_1 = C_1^{-1} \delta Y_1$ 求解获得期望的振动故障模式 δX_1 , 然后根据 δX_1 数值大小判断振动状态,若某分量超过对应的阈值,则说明出现对应的振动故障模式;若小于等于阈值,则振动合格、未超限,该分量置零。最后,对 δX_1 数值进行归一化处理。由此获得的 δX_1 数值表示每种振动故障模式出现的概率及其严重程度,当向量 δX_1 中的某一元素值越大,则说明其对应的振动故障模式出现的概率越大,故障越严重。如此建立振动方程组而进行求解的方法称为基准偏差法。

3.2 基于小偏差法的气路故障判据

利用小偏差法,建立气动测量参数与气路故障模式之间的方程组,获得气路故障系数矩阵,即获得气路故障判据。本文利用文献[10]所建立的单轴涡轮喷气发动机的气路故障模型,获得气路故障系数矩阵,得到气路故障判据。

单轴涡喷发动机的气路故障小偏差为

$$\delta Y_2 = C_2 \delta X_2 \quad (4)$$

式中: δY_2 为 m 维测量参数向量; δX_2 为 n 维故障因子向量, C_2 为气路故障系数矩阵。

$$\delta Y_2 = [\delta \eta_c \quad \delta \pi_c \quad \delta \pi_T \quad \delta T_2^* \quad \delta T_3^* \quad \delta T_5^* \quad \delta q_m \quad \delta q_d]^T,$$

$$\delta X_2 = [\delta \pi_c \quad \delta q_m \quad \delta \pi_1 \quad \delta A_T]^T$$

$$C_2 = \begin{bmatrix} 0.9384 & 0.1232 & -0.0691 & -0.0838 \\ -0.3849 & 0.7698 & -0.4318 & -0.5237 \\ 0 & 0 & 0.2137 & -1.1217 \\ -0.6305 & 0.1691 & -0.0948 & -0.1150 \\ -1.1547 & 0.3095 & -1.2954 & 0.4288 \\ -1.1547 & 0.3095 & -1.7229 & 0.6722 \\ 0.1925 & 0.6151 & 0.2159 & 0.2619 \\ -1.6768 & 1.1159 & -2.7159 & 1.4320 \end{bmatrix}$$

式中: η_c 为压气机效率; π_c 为压气机增压比; π_T 为涡轮落压比; T_2^* 为压气机出口空气总温; T_3^* 为涡轮进口燃气总温; T_5^* 为涡轮出口截面燃气总温; q_m 为通过压气机的相似空气流量; q_d 为燃油流量; A_T 是第 1 级涡轮导向器临界截面面积故障因子。

3.3 典型融合故障系数矩阵

为了实现振动故障和气路故障融合诊断,将振动、气路的故障判据形成 1 个共同的判据,用于联系所有的测量参数与故障模式。

综合上述发动机典型气路和振动故障模式,建立融合故障方程组,可以表述成

$$\delta Y = C \delta X \quad (5)$$

式中:测量参数(征兆量)向量 $\delta Y = [\delta Y_1, \delta Y_2]^T$; 故障因子向量 $\delta X = [\delta X_1, \delta X_2]^T$; 典型融合故障系数矩阵 $C = \begin{bmatrix} C_1 & 0 \\ 0 & C_2 \end{bmatrix}$ 。

3.4 故障权重系数矩阵

在建立起测量参数与故障模式之间联系的基础上,需要建立实际部件故障原因与故障模式之间的联系,从而通过 2 个层次的传递关系,实现根据测量参数的变化诊断出发动机实际故障原因。根据经验并结合本文参考的单轴涡轮喷气发动机模型,获取并归类汇总不同故障原因对应的故障模式以及其权重系数见表 1。

为了方便表达和故障识别,令

$$Z = Q \delta X' \quad (6)$$

式中: Z 为实际部件故障原因; $\delta X'$ 为故障模式(包括振动和气路故障模式); Q 为发动机部件级故障权重系数矩阵。

$$Q = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.01 & -0.05 & 0 & 0 \\ 0.9 & 0 & 0 & 0.1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.02 & -0.07 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.03 & -0.05 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.8 & 0 & -0.02 & -0.03 & 0 & 0 \\ 0.6 & 0 & 0 & 0.4 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.05 & -0.03 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & -0.04 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & -0.15 & -0.08 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.03 & -0.07 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.04 & -0.05 & 0 & 0 \\ 0.5 & 0 & 0 & 0.5 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.02 & -0.05 & -0.02 & 0 \\ 0.5 & 0 & 0.5 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.06 & -0.05 & 0.01 & 0 \\ 0.85 & 0 & 0 & 0.15 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.02 & -0.03 & -0.02 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.01 & -0.02 & 0 & 0 \\ 0.7 & 0 & 0 & 0.3 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.02 & 0.02 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.03 & -0.04 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

这样可以建立起实际部件故障原因与故障模式之间紧密的联系,方便故障诊断时能通过故障模式的变化来识别出实际的部件故障。

表 1 单轴涡喷发动机的部件级故障权重系数

部件	实际故障原因 Z	故障模式 δX 及权重系数
进气道	通道壁面结垢 ^[11] Z1	流量下降 5%, 压气机效率下降 1%
	压气机叶片积垢 ^[12] Z2	0.9 转子不平衡, 0.1 转静件径向碰摩, 流量下降 7%, 压气机效率下降 2%
	压气机叶片侵蚀或腐蚀 ^[13] Z3	1.0 转子不平衡, 流量下降 5%, 压气机效率下降 3%
压气机	阻塞工况 ^[13] Z4	压气机效率下降 10%
	进口流场畸变 ^[14] Z5	1.0 旋转失速振动故障特征, 流量下降 3%, 压气机效率下降 2%
	叶轮偏心引起自激力导致失稳 ^[15] Z6	0.6 转子不平衡, 0.4 转静件径向摩擦, 流量下降 3%, 压气机效率下降 5%
	旋转失速 ^[13] Z7	1.0 旋转失速振动故障特征, 压气机效率下降 4%
	喘振 ^[13] Z8	1.0 喘振振动故障特征, 流量下降 8%, 压气机效率下降 15%
主燃烧室	积炭与热腐蚀 ^[16] Z9	空气流量下降 3%, 涡轮效率下降 7%
	燃烧过程组织不善 ^[16] Z10	流量下降 4%, 涡轮效率下降 5%
涡轮	叶轮偏心导致叶顶间隙气流激振 ^[15] Z11	0.5 转子不平衡, 0.5 转静件径向摩擦, 流量下降 2%, 涡轮效率下降 5%, 第 1 级涡轮导向器临界截面的面积减小 2%
	涡轮叶片掉块 ^[17] Z12	0.5 转子不平衡, 0.5 转子弯曲, 流量上升 6%, 涡轮效率下降 5%, 第 1 级涡轮导向器临界截面的面积增加 1%
	涡轮叶片积垢 ^[18] Z13	0.85 转子不平衡, 0.15 转静件径向碰摩, 流量下降 2%, 涡轮效率下降 3%, 第 1 级涡轮导向器临界截面的面积下降 2%
	涡轮叶片侵蚀或腐蚀 ^[19] Z14	1.0 转子不平衡, 流量下降 1%, 涡轮效率下降 2%
	冷却有效性差(冷却量过少) ^[2] Z15	0.7 转子弯曲, 0.3 转静件径向摩擦, 流量下降 2%, 涡轮效率上升 2%
	冷却有效性差(冷却量过多) ^[2] Z16	流量下降 3%, 涡轮效率下降 4%

3.5 发动机融合故障模型

本文研究的故障融合诊断模型,其目的就在于通过测量参数变化 δY 直接给出实际部件故障原因 Z , 而故障模式 δX 是中间过渡环节。

将故障模式 X 变换成实际按部件级分类的故障原因 Z 的优点为:

- (1)建立起实际物理故障原因 Z 与故障模式 X 之间的紧密联系,方便故障诊断时能通过故障模式的变化识别出实际部件故障原因。
- (2)使诊断方法和结果更直观,更具有现实意义。
- (3)有利于 Z 的修改和更新。
- (4)有利于引入新的故障诊断领域(如滑油状态监测与故障诊断领域)。

4 故障决策级融合

决策级融合的目的旨在进行故障识别。经过上述特征层和模式层的故障融合之后,能够获得具体故障模式的类型和严重程度,接下来将进一步分析该故障模式是由何种实际部件故障原因导致的。

本文将运用 2 种故障识别的方法,相似度法和距离指标法。在进行故障识别之前,需要先对数据进行预处理,包括等方差化和标准化。

4.1 相似度法

2 个向量之间的相似度(夹角余弦) S_{jk} 计算为:

$$S_{jk} = \frac{h_j \cdot h_k}{[h_j, h_j][h_k, h_k]}^{1/2} \quad (k=1 \sim p) \quad (8)$$

然后选择 S_{jk} 最大的那个向量所对应的部件故障原因作为最可能发生的故障原因。

4.2 距离指标法

评价 2 个向量近似相等的程度,可以利用距离指标

$$D_{jk} = [(h_j - h_k)^T (h_j - h_k)]^{1/2} \quad (9)$$

而且当距离越小时,2 个向量就越接近相等。选择 D_{jk} 最小的那个向量所对应的部件故障原因作为最可能发生的故障原因。

5 故障融合诊断过程

5.1 系统结构

发动机故障融合诊断系统结构如图 2 所示,包括 4 个主要模块:性能参数监测模块、振动参数监测模块、标准数据库模块以及诊断结果显示模块。

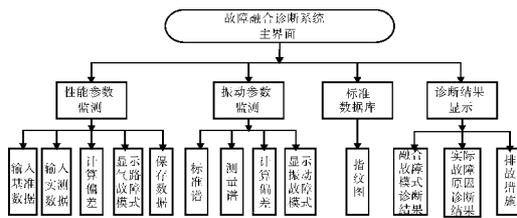


图2 故障融合诊断系统结构

5.2 数据流程

系统的程序主流程(如图3所示)是整个系统设计的核心思路。首先输入性能参数的基准数据和实测数据,计算二者的相对偏差,获得气路故障模式。然后,输入振动参数的标准数据和测量数据,显示频谱图和特征幅值,计算二者的相对偏差,获得振动故障模式。当获得气路与振动的融合故障模式之后,用相似度法和距离指标法分别进行故障识别。若诊断结果符合实际情况或经验结果,则显示最可能的故障原因,并给出排故措施,完成故障融合诊断的全过程;若诊断结果不符合实际情况,则检查输入数据的合理

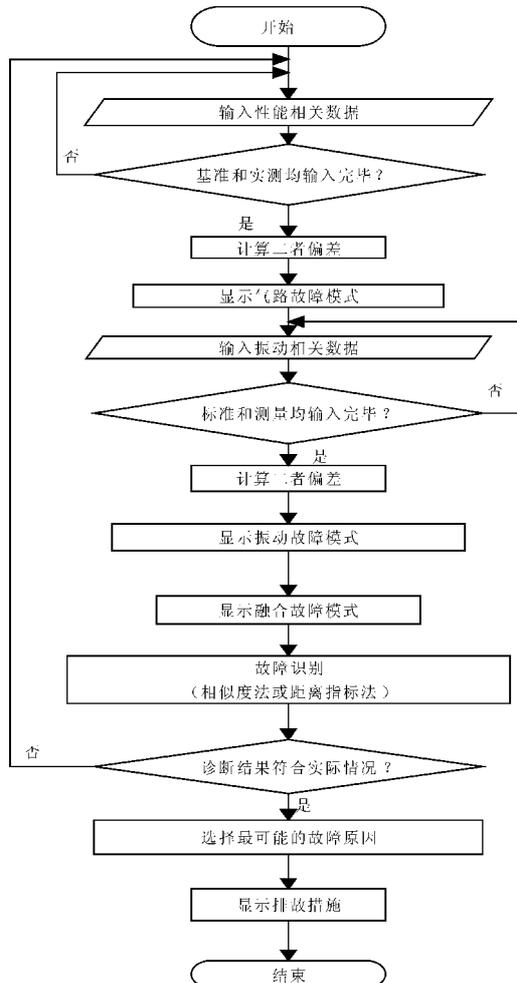


图3 数据程序流程

性,重新输入数据,重复上述的故障诊断过程。

6 涡轮叶片掉块故障试验验证

6.1 故障模拟思路

涡轮叶片掉块故障若发生在实际发动机上,则可能会使发动机报废,造成重大事故。而且能同时模拟气路性能和振动故障的试验器目前并不存在。因此在试验室进行的涡轮叶片掉块故障试验验证,采取的方法是利用试验室提供的试验器获得振动数据,通过建立模型仿真性能数据。并且试验器是单轴盘的结构,与本文所采用的涡轮喷气发动机的气路故障模型的单轴结构相吻合。因此,实测振动数据与仿真性能数据的结合具有一定的合理性。

6.2 试验器系统

模拟涡轮叶片掉块故障的试验器的实物照片如图4所示。试验器主要包括:转子支座(2个)、保护支座、主动弹性支承干摩擦阻尼器(2个)、轴、轮盘、柔性联轴器、3相异步电机相连以及变频器。



图4 试验器

传感器包括:在轮盘同一平面内的水平与铅垂位置各安装1个电涡流位移传感器(Schenck IN-085型),用于测量转子的径向振动;在轴旁安装1个光电传感器(Schenck P-84型),用于测量转子的转速。

6.3 故障融合诊断的实例验证

由试验采集获得的振动时域波形如图5所示,由仿真获得的气路性能数据见表2。其中,气路性能数据的基准值由前述的基于小偏差法的气路故障模型

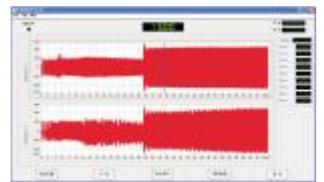


图5 连续采集的振动时域波形

表2 气路性能数据

气路性能数据	基准值	仿真值
压气机效率	0.85997	0.8686
压气机增压比	12.0001	12.7506
涡轮增压比	4.28920	4.1952
压气机出口空气总温 /K	634.582	643.2996
涡轮进口燃气温度 /K	1100.01	1196.4
涡轮出口燃气温度 /K	796.483	885.24050
空气流量 / (kg/s)	100.001	2.8740
燃油流量 / (kg/s)	1.194523	1.4538

提供,而仿真测试值则由模拟涡轮叶片掉块故障获得。

将振动和气动数据输入该故障融合诊断系统,进行融合故障诊断。基于本文所提出的基准偏差法,已知振动幅值相对偏差 δY_1 见表 3,通过 $\delta \tilde{X}_1 = C_1^{-1} \delta Y_1$ 获得振动故障模式 $\delta \tilde{X}_1$ 见表 4。

表 3 振动幅值相对偏差

振动幅值 δY_1	
1/2 阶幅值	1.8669
1 阶幅值	2.0760
2 阶幅值	0.4765
高阶幅值	0.5112

表 4 振动故障模式 $\delta \tilde{X}_1$

不平衡	1.8669	转子热套配合过盈	0.9109
不对中	0.7741	转子支承部件松动	0.8573
转子弯曲	1.8687	转轴裂纹	0.9545
转静件径向摩擦	0.9454	旋转失速	1.5906
转静件轴向摩擦	1.0080	喘振	1.7766

基于气路的小偏差法,已知气动参数偏差 δY_2 见表 5,通过 $\delta \tilde{X}_2 = C_2^{-1} \delta Y_2$ 获得气路故障模式 $\delta \tilde{X}_2$ 见表 6。

表 5 气动参数偏差 δY_2

$\delta \eta_c$	0.0100	δT_3^*	0.0876
$\delta \pi_c$	0.0625	δT_5^*	0.1114
$\delta \pi_r$	-0.0219	δq_m	0.0287
δT_2^*	0.0137	δq_t	0.2171

表 6 气路故障模式 $\delta \tilde{X}_2$

压气机效率 /%	0.002
空气流量 /%	5.997
涡轮效率 /%	-5.001
第 1 级涡轮导向器临界截面面积 / m^2	0.01001

对上述获得的故障模式进行汇总,并根据阈值获得气路故障模式的变化趋势,以及不同振动故障模式的权重系数见表 7。

获得气路与振动故障模式后,通过 2 种故障决策方法(相似度法和距离指标法)与前述表 1(单轴涡轮发动机的部件级故障权重系数)进行对比,获得最可能的故障原因,故障诊断结果见表 8。

表 7 气路与振动故障模式

压气机效率	0	转静件径向摩擦	0.0753
空气流量	0.06	转静件轴向摩擦	0.0803
涡轮效率	-0.05	转子支承配合过盈不足	0.0726
第 1 级涡轮导向器临界截面	0.01	转子支承松动	0.0683
不平衡	0.1488	转轴裂纹	0.0760
不对中	0.0617	旋转失速	0.1267
转子弯曲	0.1488	喘振	0.1415

表 8 故障诊断结果

故障号	相似度法	距离指标法
1	涡轮叶片掉块	涡轮叶片结垢
2	涡轮叶片积垢	压气机叶片积垢
3	压气机叶片积垢	压气机叶片侵蚀

6.4 故障融合诊断系统的精度分析

输入故障融合诊断系统的数据分基准数据和测量数据 2 种。前者是正常状态下的数据,后者是故障状态下的数据。而掉块、侵蚀或腐蚀、结垢,这些物理故障的振动机理都可以抽象成转子质量偏心导致不平衡,从而引起振动。掉块是突变故障,其时域波形是阶跃变化的;而侵蚀、腐蚀以及结垢等是慢变故障,其时域波形是连续平缓变化的。而输入至故障融合诊断系统的数据并不包含故障前后的变化趋势,仅仅将故障前后的两个具体状态进行对比,所以掉块、侵蚀、腐蚀以及结垢的振动表现形式都是 1 倍频占优。因此,当诊断结果是叶片侵蚀、结垢而非掉块故障时,不应认为故障融合诊断系统存在严重错误,该诊断结果还是具有一定的合理性和参考价值。

7 结论

(1)用于建立测量参数和故障模式之间联系的故障方程法,物理意义明确,方法简单,效率可观,可行性良好。

(2)用于联系故障模式和实际部件故障原因之间的权重系数矩阵,依据专家打分法,数据易修改,通用性良好。

(3)故障融合诊断系统的 3 级(特征级、模式级、决策级)融合方式是合理的,能够提高故障诊断的有效性。

(4)根据涡轮叶片掉块故障的实例验证,针对故障融合识别方法,相似度法比距离指标法的诊断精度较高,诊断结果较可靠,效果较显著。

参考文献:

[1] 赵鹏. 基于信息融合技术的航空发动机故障诊断[D]. 西安:西北工业大学,2007.
ZHAO Peng. Aeroengine fault diagnosis based on information fusion technology [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)

[2] 刘长福,邓明. 航空发动机结构分析[M]. 西安:西北工业大

- 学出版社,2006:133-298.
- LIU Changfu, DENG Ming. Structural analysis of aeroengine [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2006: 133-298. (in Chinese)
- [3] Kyriazis A, Mathioudakis K. Gas turbine fault diagnosis using fuzzy-based decision fusion [J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(2):335-343.
- [4] Volponi A, Brotherton T, Luppold R, et al. Development of an information fusion system for engine diagnostics and health management [C]// Chicago:AIAA 1st Intelligent Systems Technical Conference, 2004:1-15.
- [5] Volponi A. Data fusion for enhanced aircraft engine prognostics and health management[R]. NASA-CR-2005-214055.
- [6] Xiao Hu, Eklund N, Goebel K. A data fusion approach for aircraft engine fault diagnostics [C]// Montreal:GE Global Research, 2007.
- [7] Turso J, Litt J. A foreign object damage event detector data fusion system for turbofan engines [R]. NASA-TM-2004-213192.
- [8] Kyriazis A, Tsalavoutas A, Mathioudakis K, et al. Gas turbine fault identification by fusing vibration trending and gas analysis [C]// Orlando:ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea and Air, 2009:1-10.
- [9] 盛兆顺, 尹琦岭. 设备状态监测与故障诊断技术及应用[M]. 北京:化学工业出版社,2003:136-177.
- SHENG Zhaosun, YIN Qiling. Technology and application of equipment condition monitoring and fault diagnosis[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2003:136-177. (in Chinese)
- [10] 范作民, 孙春林, 白杰. 航空发动机故障诊断导论[M]. 北京:科学出版社,2004:21-368.
- FAN Zuomin, SUN Chunlin, BAI Jie. Introduction of aeroengine fault diagnosis [M]. Beijing: Science Press, 2004: 21-368. (in Chinese)
- [11] 梁磊, 陈杰, 蒋东翔. 航空发动机常见气路故障与振动故障特征分析[J]. 振动与冲击, 2010, 29(增刊1):213-215.
- LIANG Lei, CHEN Jie, JIANG Dongxiang. Common gas path fault and vibration fault analysis of aeroengine [J]. Vibration and Shock, 2010, 29 (S1):213-215. (in Chinese)
- [12] 李冬, 樊照远, 张娟, 等. 压气机叶片粗糙度对其性能衰退的影响研究[J]. 航空发动机, 2009, 35(5): 31-35.
- LI Dong, FAN Zhaoyuan, ZHANG Juan. Impact of roughness of compressor blade on performance recession[J]. Aeroengine, 2009, 35(5): 31-35. (in Chinese)
- [13] 楚武利, 刘前智, 胡春波. 航空叶片机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2009:20-198.
- CHU Wuli, LIU Qianzhi, HU Chunbo. Theory of air blade machine [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2009:20-198. (in Chinese)
- [14] 杜建建, 李舜韶, 方立成. 进气畸变与旋转失速诱导叶片振动的相关性分析 [J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2623-2629.
- DU Jianjian, LI Sunming, FANG Licheng. Correlation analysis of inlet distortion and rotating stall inducing blade vibration [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26 (11): 2623-2629. (in Chinese)
- [15] 晏砺堂, 洪杰, 李其汉, 等. 压气机叶轮偏心引起的自激力和稳定性的理论分析 [J]. 航空动力学报, 1994, 9(2): 156-160.
- YAN Litang, HONG Jie, LI Qihan, et al. Self-excited forces and stability analysis induced by eccentricity of compressor impeller[J]. Journal of Aerospace Power, 1994, 9(2) :156-160. (in Chinese)
- [16] 姚四伟, 张力先, 霍岩. 发动机燃烧室部件故障的分析与预防 [J]. 西安航空技术高等专科学校学报, 2008, 26(1): 18-20.
- YAO Siwei, ZHANG Lixian, HUO Yan. Failure analysis and prevention of engine combustion chamber component [J]. Journal of Xi'an Aerotechnical College, 2008, 26 (1) : 18-20. (in Chinese)
- [17] 刘庆琛. 发动机I级压气机转子叶片断裂分析 [J]. 失效分析与预防, 2007, 2(2):35-37.
- LIU Qiquan. Fracture analysis of 1st stage engine compressor rotor blade[J]. Failure Analysis and Prevention, 2007, 2 (2) : 35-37. (in Chinese)
- [18] 李本威, 李冬, 沈伟, 等. 涡轮叶片粗糙度对其性能衰退的影响研究[J]. 航空计算技术, 2009, 39(5):26-34.
- LI Benwei, LI Dong, SHEN Wei, et al. Impact of roughness of turbine blade on performance recession [J]. Aeronautical Computing Technique, 2009, 39 (5) :26-34. (in Chinese)
- [19] 王四季, 廖明夫, 杨伸记. 主动式弹支干摩擦阻尼器控制转子振动的实验 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(11): 1893-1897.
- WANG Siji, LIAO Mingfu, YANG Shenji. Rotor vibration experiment based on active elastic support and dry friction damper control [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22 (11) :1893-1897. (in Chinese)